МАШИНОСТРОЕНИЕ И МАШИНОВЕДЕНИЕ
MACHINE BUILDING AND MACHINE SCIENCE



УДК 629.733.5 DOI 10.12737/10392

Методическое обеспечение проектирования воздушно-газовой системы дирижаблей нового поколения*

А. Н. Кирилин[1], А. А. Болдырева[2 **]
[1,2] Закрытое акционерное общество «Аэростатика», Москва, Российская Федерация

Methodological design support for new-generation airship gas-air system***

A. N. Kirilin[1], A. A. Boldyreva[2]**
[1,2] ZAO «Aerostatika», Moscow, Russian Federation

Целями настоящей работы являются: методическое обеспечение проектирования ВГС дирижаблей нового поколения; разработка практических рекомендаций по выбору геометрических и физических параметров основных элементов ВГС. В работе проанализированы функциональные возможности воздушно – газовой системы дирижаблей нового поколения. Разработана методика проектирования основных параметров ВГС многоцелевых, транспортных и высотных (в том числе стратосферных) дирижаблей применительно к адиабатическому процессу теплообмена несущего газа и воздуха в корпусе летательного аппарата с окружающей средой. Алгоритм, соответствующий предлагаемой методике проектирования, реализован и внедрен в блок «Аэростатика» модернизированного программного комплекса формирования облика дирижаблей различных типов, написанном на языке объектно-ориентированного программирования С++. Проведено исследование основных параметров ВГС дирижаблей в зависимости от их объема, высоты полета, скороподъемности и типа газа (воздух, гелий, флегматизированный водород). Представленные табличные и графические интерпретации расчетных параметров ВГС дирижаблей различного назначения в широком диапазоне их размерностей позволили обозначить практические рекомендации по выбору геометрических и физических параметров основных элементов ВГС дирижаблей и могут быть использованы авиационными специалистами при разработке перспективных образцов воздухоплавательной техники.

Ключевые слова: воздухоплавание, дирижабль, воздушно – газовая система, методика расчета, адиабатический процесс, программное обеспечение, формирование облика дирижабля.

The research subject is a design process of gas-air system (GAS) of multi-purpose, transport, and high-altitude (including stratospheric) airships. This research objectives are a methodological design support of the new-generation airship GAS; the development of practical recommendations for selecting geometrical and physical parameters of the basic GAS elements. The functionality of the new-type airship GAS is analyzed. The design technique of the multi-purpose, transport, and high-altitude (including stratospheric) airship basic GAS parameters as applied to the adiabatic process of heat exchange of the buoyant gas and air in the airframe with the environment is developed. The algorithm corresponding to the offered technique has been implemented and introduced in the «Aerostatics» block of the updated conceptual software for various types of airships. The algorithm is written in the object-oriented C++ programming. The basic airship GAS parameters depending on their volume, flight altitude, climbing rate, and gas type (air, helium, phlegmatized hydrogen) are studied. The presented table and graphic interpretations of the GAS calculated parameters of the airships of different purpose in a wide range of their dimensions allow develop some practical recommendations for selecting the geometrical and physical parameters of the basic GAS elements. These findings can be used by the aircraft community in developing advanced models of the aeronautic equipment.

Keywords: aerostatics, airship, gas – air system, calculation method, adiabatic process, software, airship conceptual design.

Введение. Аэростатический принцип создания подъемной (архимедовой) силы используется тремя классами летательных аппаратов (ЛА) легче воздуха: свободными аэростатами (газовыми и тепловыми), привязными аэростатами и

*Работа выполнена выполнена по соглашению о предоставлении субсидии Министерством образования и науки РФ в целях реализации федеральной целевой программы «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России на 2014 - 2020 годы». Уникальный идентификатор прикладных научных исследований (проекта) RFMEF157614X0058.
**e-mail: kirilinalexander@mail.ru, lenivec88@mail.ru
*** The research is done under the agreement on granting the Federal Target Program "R&D on priority development fields of the science and technology sector of Russia for 2014 – 2020" by the RF Ministry of Education and Science. Unique identifier for applied scientific research (project) is RFMEF157614X0058.

дирижаблями [1, 2]. Предметом изучения данной работы являются дирижабли, а точнее — наиважнейшая из систем — воздушно-газовая [3].

Аэростатический принцип полета базируется на законе Архимеда и физических свойствах газов. Так как аэростатическая подъемная сила дирижабля напрямую зависит от разности плотностей воздуха и несущего газа (гелия или водорода), то разработчики воздухоплавательной техники должны уделять первостепенное внимание зависимости плотности газов от физических параметров атмосферы и стратосферы.

Известно, что плотность воздуха преимущественно зависит от давления и температуры. Температура воздуха имеет суточные и сезонные колебания, давление и температура воздуха очень сильно зависят от высоты, на которой выполняется полет. По этим причинам объемные соотношения между несущим газом и воздухом в корпусе дирижабля постоянно меняются. Несущий газ, в силу того, что он «отвечает» за подъемную силу и к тому же имеет высокую стоимость, по массе остается неизменным, но меняется по объёму — расширяется при увеличении температуры или подъеме на высоту и, наоборот, сужается при обратных процессах [4]. Свободную от несущего газа часть объема корпуса заполняет воздух. При этом он выполняет очень важные функции:

- служит балластом, изменяя, как того требует ситуация, полетную массу дирижабля [5, 6];
- обеспечивает гарантированный уровень сверхдавления в оболочке для возможности восприятия аэродинамических нагрузок;
- управляет температурными параметрами ВГС и др.

Из вышесказанного можно заключить: дирижабль представляет собой «живой организм», в котором происходят сложные физические процессы, контролируемые ВГС.

Воздушно-газовая система дирижаблей нового поколения должна обладать многогранными функциональными возможностями, общий перечень которых представлен на рис. 1.

Известные на сегодня работы в области ВГС дирижаблей преимущественно посвящены разработке газовых клапанов [7–9]. Расчет расхода газа через клапаны ведется по упрощенным зависимостям, не учитывающим неоднородность изменения давления и температуры газов с подъемом на высоту, что особенно важно для высотных и стратосферных дирижаблей [7, 10].

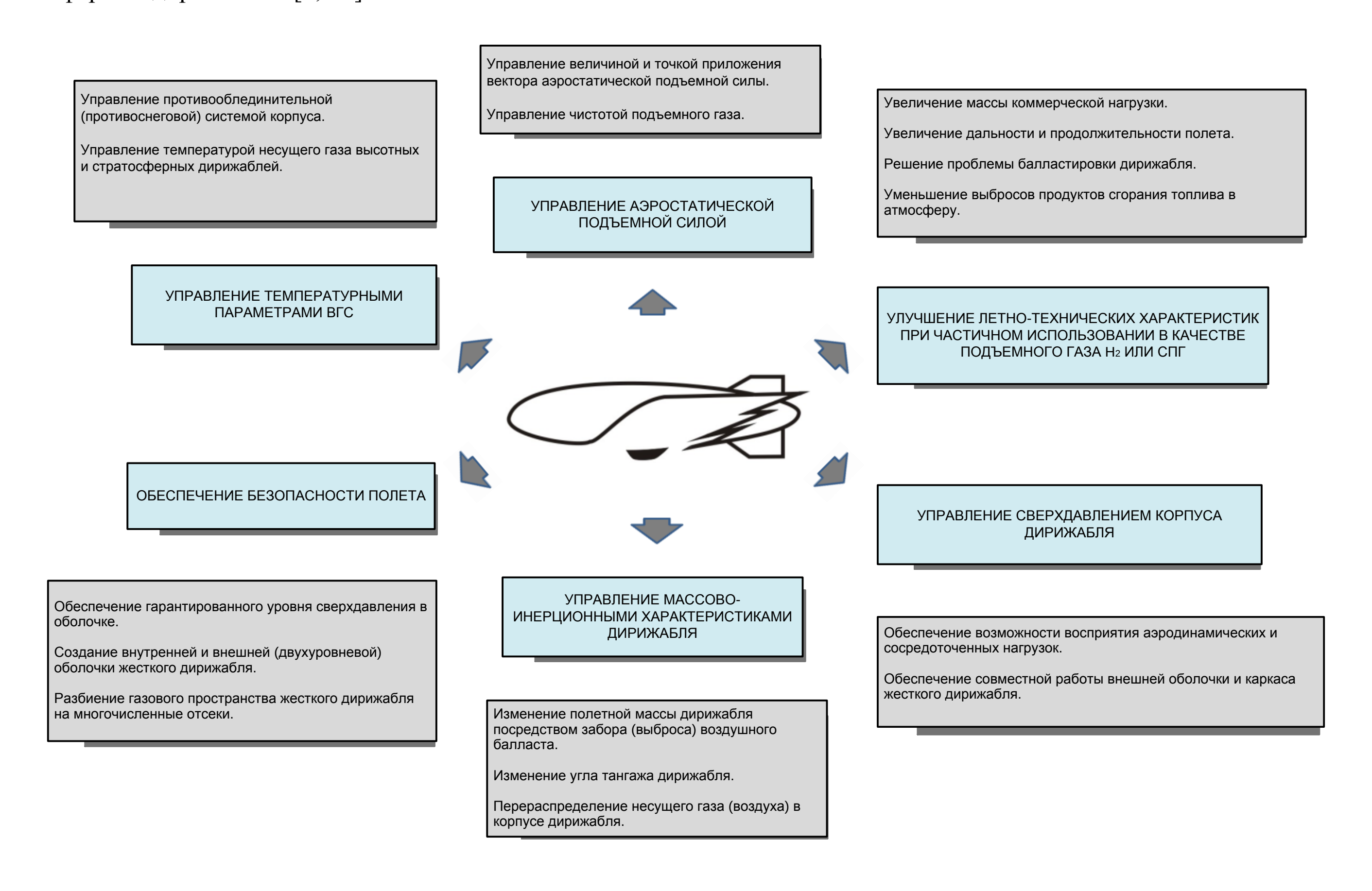


Рис.1. Функциональные возможности воздушно-газовой системы дирижабля

Целями настоящей работы являются:
- методическое обеспечение проектирования ВГС дирижаблей нового поколения;
- разработка практических рекомендаций по выбору геометрических и физических параметров основных элементов ВГС.

Достижение поставленных целей в работе осуществлено на основе решения следующих задач:

1. Разработка методики проектирования основных параметров ВГС многоцелевых, транспортных и высотных (в том числе стратосферных) дирижаблей;

2. Разработка блока «Аэростатика», как составной части программного комплекса по предварительному формированию технико-экономического облика дирижабля;

3. Определение основных параметров ВГС дирижабля в зависимости от его объема, высоты полета, скороподъемности и типа газа;

4. Разработка практических рекомендаций по заданию геометрических и физических параметров воздушных и газовых клапанов.

Методика проектирования геометрических и физических параметров элементов ВГС дирижаблей. Основными элементами ВГС являются: внешняя оболочка, газовые баллоны (мешки), автоматические воздушные и газовые клапаны, воздушные и газовые нагнетатели (вентиляторы, винты), трубопроводы подачи и перераспределения несущего газа, устройство для очистки подъемного газа, датчики температуры и давления, система управления ВГС [1,11]. Особое место в этом перечне занимают воздушные и газовые клапаны, воздушные вентиляторы.

Газовые клапаны используются для выпуска несущего газа из газовых отсеков с целью уменьшения подъемной силы (спуска аппарата) или, во избежание разрушения газовых отсеков при их полном выполнении, от чрезмерного избыточного давления газа. Воздушные клапаны предназначены для выпуска воздуха из баллонетов в окружающую среду. Воздушные вентиляторы — для нагнетания воздуха в корпус дирижабля [10].

С технологической точки зрения правильный расчет площади сечения клапанов играет важную роль для эксплуатации дирижабля и безопасности полета.

Рассмотрим эволюцию дирижабля, а именно его подъем или спуск с высоты H_1 на высоту H_2. Известно, что с подъемом на высоту до 11 км температура атмосферного воздуха понижается в среднем на 6,5 °С на 1000 м. Если пренебречь этим незначительным изменением температуры, то есть считать происходящие при эволюции ЛА процессы изотермическими, то согласно закону Бойля-Мариотта можно записать:

$$\frac{U_{H_2}}{U_{H_1}} = \frac{p_{H_1}}{p_{H_2}} \text{ или } U_{H_2} = \frac{p_{H_1}}{p_{H_2}} \cdot U_{H_1} \text{ или } p_{H_1} \cdot U_{H_1} = p_{H_2} \cdot U_{H_2} = const\,, \qquad (1)$$

где U_{H_1}, U_{H_2} – объем газа в газовых отсеках на высоте H_1 и H_2 соответственно, м^3;

p_{H_1}, p_{H_2} – давление воздуха на высоте H_1 и H_2, Па.

Тогда изменение объема несущего газа в дирижабле при его эволюции будет равно:

$$\text{при подъеме } \Delta U = U_{H_2} - U_{H_1} = \frac{p_{H_1}}{p_{H_2}} \cdot U_{H_1} - U_{H_1} = U_{H_1} \cdot \left(\frac{p_{H_1}}{p_{H_2}} - 1 \right), \qquad (2)$$

$$\text{при спуске } \Delta U = U_{H_1} - U_{H_2} = U_{H_1} - \frac{p_{H_1}}{p_{H_2}} \cdot U_{H_1} = U_{H_1} \cdot \left(1 - \frac{p_{H_1}}{p_{H_2}} \right). \qquad (3)$$

Введем поправочный коэффициент λ, учитывающий изменение температуры по высоте. В этом случае выражения (2) и (3) примут следующий вид:

$$\text{при подъеме } \Delta U = \lambda_1 \cdot U_{H_1} \cdot \left(\frac{p_{H_1}}{p_{H_2}} - 1 \right), \qquad (4)$$

$$\text{при спуске } \Delta U = \lambda_2 \cdot U_{H_1} \cdot \left(1 - \frac{p_{H_1}}{p_{H_2}} \right). \qquad (5)$$

До высоты 11 км $\lambda_1 = 1{,}023$, $\lambda_2 = 0{,}997$. С 11 до 20 км значения температуры воздуха в соответствии со стандартной атмосферой не меняется, поэтому $\lambda_1 = \lambda_2 = 1{,}0$.

Выразим давление воздуха на высоте H_2 через p_{H_1} и V_y, используя численные значения параметров стандартной атмосферы [12], а именно значения dP/dH:

$$\text{при подъеме} \quad p_{H_2} = p_{H_1} - V_y \cdot \Delta t \cdot dp / dH\ , \tag{6}$$

$$\text{при спуске} \quad p_{H_2} = p_{H_1} + V_y \cdot \Delta t \cdot dp / dH\ , \tag{7}$$

где V_y — скороподъемность ЛА, м/сек, Δt – временной промежуток, сек.

Расчётные значения параметра *dP/dH* для различных уровней высоты сведены в таблицу 1.

Подставляя зависимости (6–7) в формулы (4–5), получим:

$$\Delta U = \lambda_1 \cdot U_{H_1} \cdot \left(\frac{p_{H_1}}{p_{H_1} - V_y \cdot \Delta t \cdot dp / dH} - 1 \right) \text{ — при подъеме,} \tag{8}$$

$$\Delta U = \lambda_2 \cdot U_{H_1} \cdot \left(1 - \frac{p_{H_1}}{p_{H_1} + V_y \cdot \Delta t \cdot dp / dH} \right) \text{ — при спуске.} \tag{9}$$

Таблица 1

Значения Δp / ΔH для различных уровней высоты
(для параметров стандартной атмосферы)

H, км	0-1	1-2	2-3	3-4	4-5	5-6	6-7	7-8
P_H, кПа	101,33	89,88	79,50	70,12	61,66	54,05	47,22	41,11
$\Delta p/\Delta H$, Па/м	11,45	10,37	9,38	8,46	7,61	6,83	6,11	5,45
H, км	8-9	9-10	10-11	11-12	12-13	13-14	14-15	15-16
P_H, кПа	35,65	30,80	26,50	22,70	19,40	16,58	14,17	12,11
$\Delta p/\Delta H$, Па/м	4,85	4,3	3,8	3,3	2,82	2,41	2,06	1,76
H, км	16-17	17-18	18-19	19-20	20-21	21-22	22-23	23-24
P_H, кПа	10,35	8,85	7,56	6,47	5,53	4,73	4,05	3,47
$\Delta p/\Delta H$, Па/м	1,5	1,28	1,1	0,94	0,8	0,68	0,58	0,50

Зная ΔU, легко определить потребную суммарную площадь S входных (выходных) сечений газовых и воздушных клапанов, воздушных вентиляторов:

$$S = \frac{\Delta U}{\mu \cdot V_{ucm}}\ , \tag{10}$$

где V_{ucm} — скорость истечения (нагнетания) газа;
μ — безразмерный коэффициент расхода, зависящий от характера отверстия, обычно μ равно 0,4–0,7.

Скорость истечения газа зависит от его удельной массы и избыточного давления в ВГС и определяется по формуле Бернулли:

$$V_{ucm} = \sqrt{\frac{2\Delta p_{ВГС}}{\rho_{H_2}}}\ , \tag{11}$$

где ρ_{H_2} – плотность газа на высоте H_2, кг/м^3;
$\Delta p_{ВГС}$ – избыточное давление в элементах воздушно-газовой системы, Па.

Подставляя (8), (9) и (11) в (10), получим

$$\text{при подъеме} \quad s = \frac{\lambda_1 \cdot U_{H_1} \cdot \left(\frac{p_{H_1}}{p_{H_1} - V_y \cdot \Delta t \cdot dp / dH} - 1 \right)}{\mu \cdot \sqrt{2\Delta p_{ВГС} / \rho_{H_2}}}\ , \tag{12}$$

$$\text{при спуске} \quad s = \frac{\lambda_2 \cdot U_{H_1} \cdot \left(1 - \frac{p_{H_1}}{p_{H_1} + V_y \cdot \Delta t \cdot dp / dH} \right)}{\mu \cdot \sqrt{2\Delta p_{ВГС} / \rho_{H_2}}}\ . \tag{13}$$

Определив необходимую суммарную площадь входного (выходного) сечения и задавшись потребным количеством воздушных или газовых клапанов, можно определить размер «живого» сечения клапана:

$$S_{кл} = \frac{s}{n}, \tag{14}$$

где n — количество клапанов.

Следует заметить, что формула (1) в общем виде для политропного процесса имеет следующий вид:

$$p \cdot U^n = const\ , \qquad (15)$$

где n — показатель политропы, который равен

$$n = \frac{c - c_p}{c - c_U}\ , \qquad (16)$$

здесь c — теплоемкость газа в данном процессе; c_p и c_U — теплоёмкости того же газа при постоянном давлении и объеме соответственно.

Для изотермического процесса показатель политропы $n = 1$, для адиабатического процесса $n = k$ (где k — показатель адиабаты) [13].

В крейсерском полёте температура несущего газа и воздуха в корпусе дирижабля близка к температуре атмосферного воздуха. Поэтому можно считать, что функционирование воздушно-газовой системы ЛА происходит без теплообмена газа с окружающей средой, то есть имеет место адиабатический процесс.

Продифференцируем формулу, характерную для адиабатического процесса $p \cdot U^k = a$, по времени t:

$$\frac{d\left(U^k\right)}{dt} = \frac{d\left(\frac{a}{p}\right)}{dt}, \qquad (17)$$

$$k \cdot U^{(k-1)} \cdot \frac{dU}{dt} = \frac{d\left(\frac{a}{p}\right)}{dt}, \qquad (18)$$

$$\frac{dU}{dt} = \frac{1}{k \cdot U^{(k-1)}} \cdot \frac{d\left(\frac{a}{p}\right)}{dt}. \qquad (19)$$

Легко видеть, что при реализации адиабатического процесса изменение объема будет происходить с учетом поправочного коэффициента $1/k$ и формулы (12) и (13) примут следующий вид:

$$\text{при подъеме} \quad s = \frac{\lambda_1 \cdot U_{H_1} \cdot \left(\frac{p_{H_1}}{p_{H_1} - V_y \cdot \Delta t \cdot dp / dH} - 1 \right)}{\mu \cdot k \cdot \sqrt{2 \Delta p_{ВГС} / \rho_{H_2}}}, \qquad (20)$$

$$\text{при спуске} \quad s = \frac{\lambda_2 \cdot U_{H_1} \cdot \left(1 - \frac{p_{H_1}}{p_{H_1} + V_y \cdot \Delta t \cdot dp / dH} \right)}{\mu \cdot k \cdot \sqrt{2 \Delta p_{ВГС} / \rho_{H_2}}}. \qquad (21)$$

Заметим, что $1 < k < 2$, так как

$$k = \frac{c_p}{c_U} = \frac{c_U + R}{c_U} = 1 + \frac{R}{c_U} = \frac{c_p}{c_p - R}, \qquad (22)$$

где R — универсальная газовая постоянная.

При температуре 20º С данный показатель адиабаты k имеет следующие значения для основных газов ВГС дирижабля: для воздуха — $k_{возд} = 1{,}4$; для гелия — $k_г = 1{,}66$; для водорода — $k_{вод} = 1{,}41$. Показатель k при других значениях температуры t меняется незначительно [14].

Расчетный блок «Аэростатика» как составная часть программного комплекса формирования облика дирижабля. Для расчета технико-экономических параметров дирижаблей нового поколения научно-производственной фирмой «Аэростатика» был разработан программный комплекс.

Программный комплекс состоит из самостоятельных рабочих модулей (подпрограмм) и управляющей (основной) программы, организующей весь процесс проектирования дирижабля в целом. Массивы исходных данных формируются для каждого блока в отдельности и сводятся в обобщенный файл с исходными данными. Данные из этого файла считываются в управляющую (основную) программу. Пакет рабочих модулей (подпрограмм) включает в себя следующие блоки: предварительного (начального) выбора параметров, геометрии, аэростатики, аэродинамического расчета,

силовой установки, расчета масс, динамики, летно-технических характеристик, экономики и эффективности (рис. 3). Полученные в результате работы программного комплекса параметры дирижаблей сводятся в три обобщенных файла с расширениями *.ltx (летно-технические параметры), *.eco (экономические параметры), *.res (все результирующие параметры).

Аэростатический блок разработанного ранее программного комплекса формирования облика дирижабля позволял лишь определить аэростатическую подъемную силу воздухоплавательного летательного аппарата. Проведенные же в данной работе исследования существенно расширили функциональные возможности аэростатического блока и разрешили проблему по определению физических и геометрических параметров ВГС дирижабля. На рис. 3 пунктирной линией отмечена расширенная область функциональных возможностей блока аэростатики в модернизированном программном комплексе.

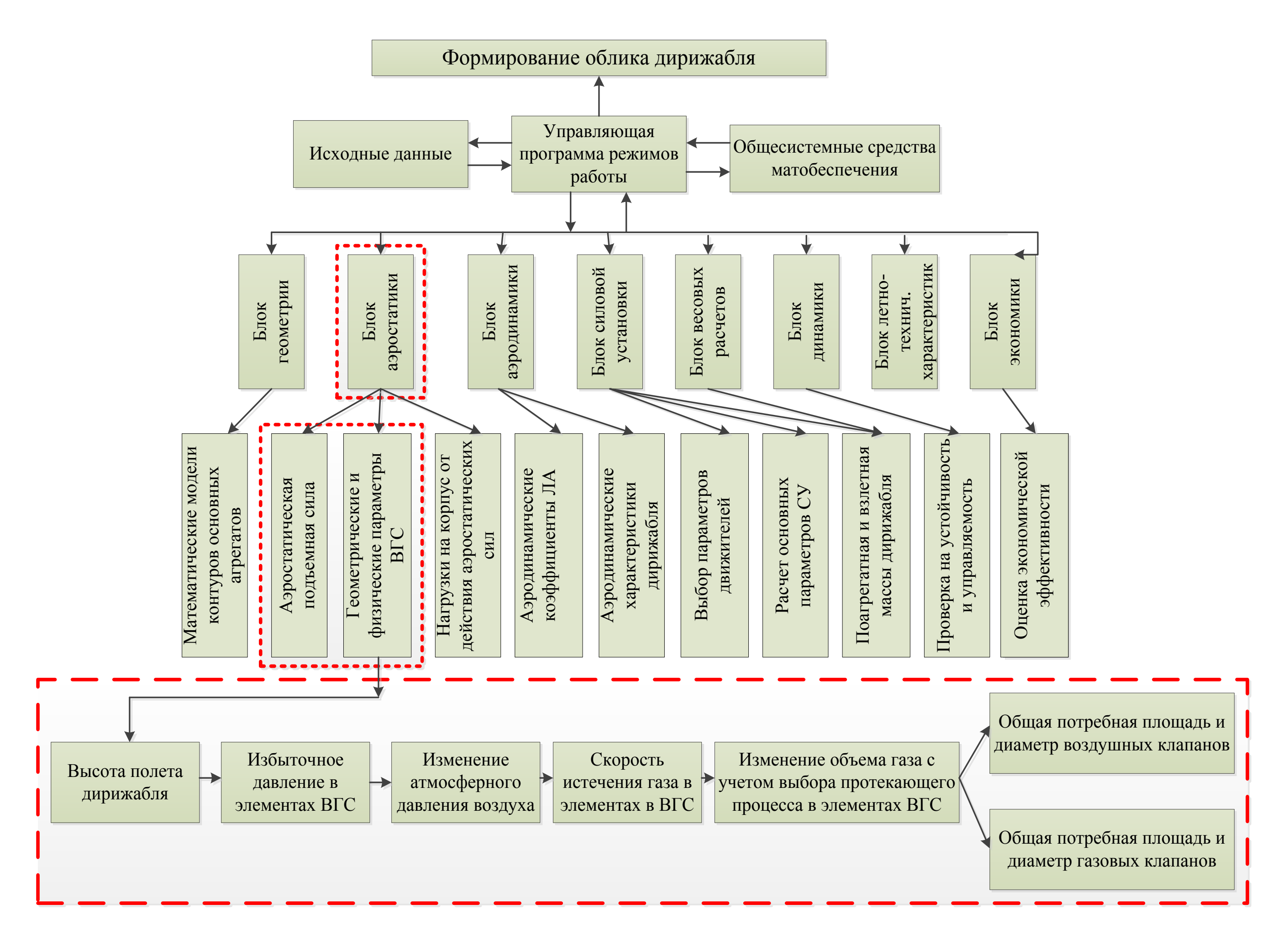


Рис. 2. Структурно-функциональная схема программного комплекса формирования облика дирижабля

Модернизированный программный комплекс формирования облика дирижабля был написан на языке программирования C++ в среде разработки Embarcadero RAD Studio с применением основных концепций объектно-ориентированного программирования.

По данному РИД «Программный комплекс по формированию технико-экономических параметров транспортных дирижаблей нового поколения» подана заявка №2014Э16337 в Федеральный институт промышленной собственности (ФИПС) на регистрацию программы для ЭВМ.

Результаты проектирования геометрических и физических параметров ВГС дирижабля. С помощью обозначенного выше программного комплекса были проведены исследования по зависимости основных параметров ВГС дирижабля от его объема, высоты полета, скороподъемности, заданного уровня избыточного давления в ВГС и типа газа

(воздух, гелий, флегматизированный водород). Основные результаты исследований представлены в таблицах 2–4 и на рис. 3.

Таблица 2

Расчетные значения общей потребной площади воздушных клапанов при подъеме дирижабля, м^2 (V_y = 10м/с, Δp = 20 мм вод. ст.)

Высота полета, км	Объем дирижабля, тыс. м^3					
	10	26	60	100	350	1000
0	0,67	1,74	4,01	6,67	23,41	66,89
3	0,61	1,58	3,65	6,08	21,27	60,78
7	0,54	1,4	3,23	5,38	18,83	53,81
12	0,42	1,1	2,52	4,19	14,68	41,94
15	0,33	0,86	1,99	3,31	11,59	33,13
20	0,22	0,58	1,34	2,23	7,8	22,29

Таблица 3

Расчетные значения общей потребной площади воздушных нагнетателей при спуске дирижабля, м^2 (V_y = 10м/с)

Высота полета, км	Δр, мм вод. ст.	Объем дирижабля, тыс. м^3					
		10	26	60	100	350	1000
0	100	0,30	0,78	1,79	2,99	10,47	29,92
	150	0,24	0,64	1,47	2,44	8,55	24,43
3	$100\cdot\bar{\rho}$	0,36	0,93	2,14	3,57	12,49	35,68
	$150\cdot\bar{\rho}$	0,29	0,76	1,75	2,91	10,2	29,13
7	$100\cdot\bar{\rho}$	0,38	0,99	2,29	3,82	13,38	38,2
	$150\cdot\bar{\rho}$	0,31	0,81	1,87	3,12	10,92	31,2
12	$100\cdot\bar{\rho}$	0,51	1,33	3,06	5,1	17,86	51,02
	$150\cdot\bar{\rho}$	0,42	1,08	2,5	4,17	14,58	41,67
15	$100\cdot\bar{\rho}$	0,51	1,33	3,06	5,1	17,86	51,02
	$150\cdot\bar{\rho}$	0,42	1,08	2,5	4,17	14,58	41,67
20	$100\cdot\bar{\rho}$	0,51	1,33	3,06	5,1	17,86	51,02
	$150\cdot\bar{\rho}$	0,42	1,08	2,5	4,17	14,58	41,67

Таблица 4

Расчетные значения общей потребной площади газовых (гелий) клапанов при подъеме дирижабля, м^2 (Δp = 20 мм вод. ст.)

Высота полета, км	V_y, м/с	Объем дирижабля, тыс. м^3					
		10	26	60	100	350	1000
0	10	0,21	0,54	1,26	2,10	7,33	20,95
	12,5	0,26	0,68	1,57	2,62	9,17	26,20
	15	0,31	0,82	1,89	3,14	11,01	31,45
3	10	0,19	0,50	1,14	1,90	6,66	19,04
	12,5	0,24	0,62	1,43	2,38	8,33	23,80
	15	0,29	0,74	1,71	2,86	10,00	28,57
7	10	0,17	0,44	1,01	1,69	5,90	16,86

	12,5	0,21	0,55	1,26	2,11	7,38	21,08
	15	0,25	0,66	1,52	2,53	8,86	25,30
Высота полета, км	V_y, м/с	Объем дирижабля, тыс. м^3					
		10	26	60	100	350	1000
12	10	0,13	0,34	0,79	1,31	4,60	13,14
	12,5	0,16	0,43	0,99	1,64	5,75	16,43
	15	0,20	0,51	1,18	1,97	6,90	19,72
15	10	0,10	0,27	0,62	1,04	3,63	10,38
	12,5	0,13	0,34	0,78	1,30	4,54	12,97
	15	0,16	0,41	0,93	1,56	5,45	15,58
20	10	0,07	0,18	0,42	0,70	2,44	6,98
	12,5	0,09	0,23	0,52	0,87	3,06	8,73
	15	0,10	0,27	0,63	1,05	3,67	10,48

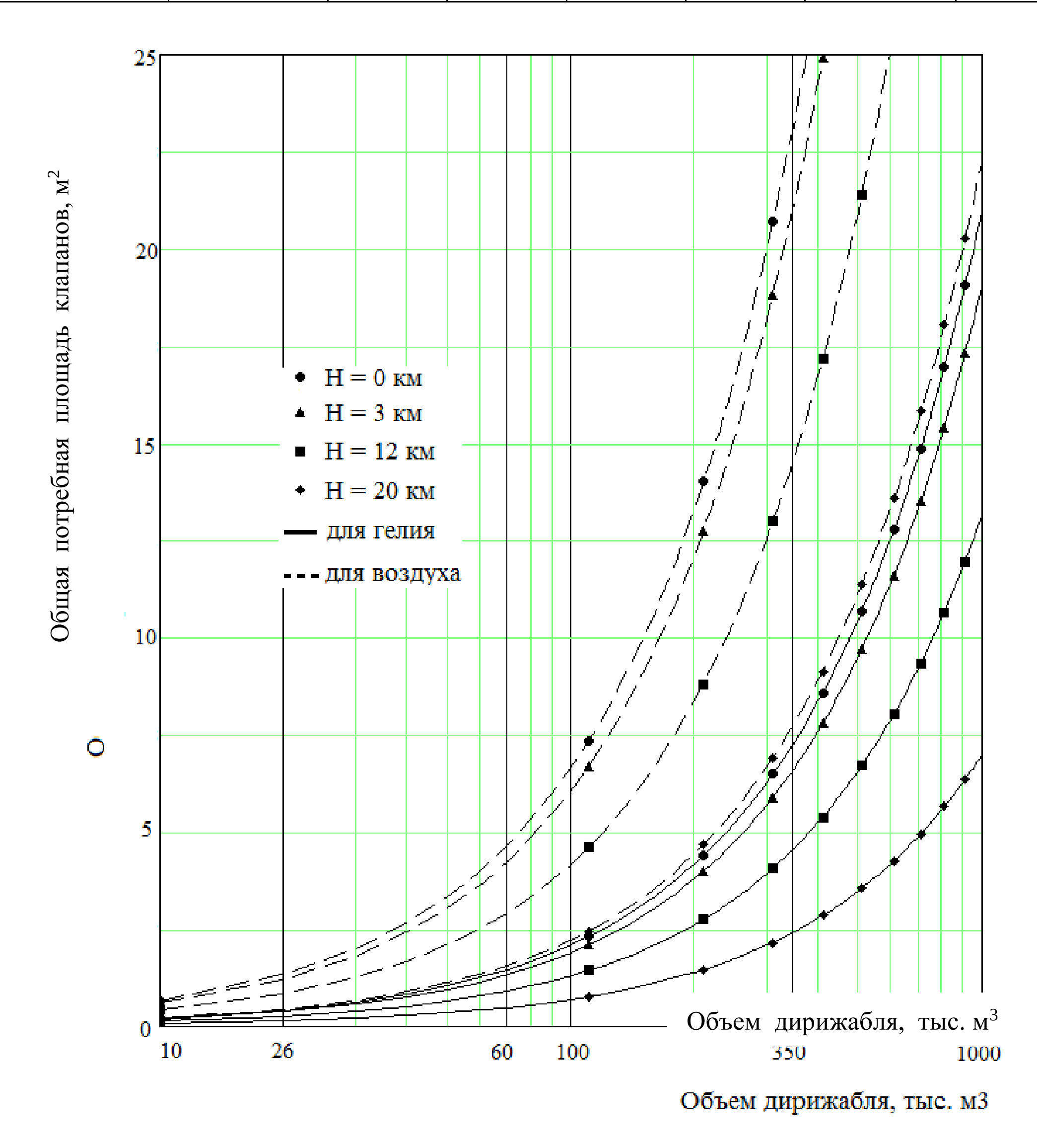


Рис. 3. Зависимости общей потребной площади воздушных и газовых (гелий) клапанов ВГС от объёма и высоты полёта дирижабля (V_y = 10 м/с, Δp = 20 мм вод. ст.)

Заключение. Анализ полученных результатов позволяет обозначить практические рекомендации по выбору геометрических и физических параметров основных элементов ВГС дирижаблей:

1. Потребные значения площади газовых и воздушных клапанов находятся в прямо пропорциональной зависимости от объема дирижабля и его скороподъёмности;

2. Потребная площадь воздушных клапанов более чем в 3 раза должна превышать общую площадь сечения гелиевых клапанов (при одном и том же заданном избыточном давлении Δp). Если несущим газом летательного аппарата является флегматизированный водород, то площадь проходных сечений газовых клапанов может быть на 20% меньше, чем в случае заправки ВГС летательного аппарата гелием.

3. Для воздушных и газовых клапанов расчетным случаем является нулевая высота $H = 0$ км. Для воздушных нагнетателей — наоборот — максимальная высота полёта H_{max}, так как создаваемое воздушными вентиляторами давление будет прямо пропорционально $\bar{\rho}$, равному отношению плотности воздуха на расчётной высоте к плотности воздуха на высоте $H = 0$ км.

4. Увеличение задаваемого избыточного давления Δp в ВГС уменьшает площадь газовых клапанов. Но, несмотря на такую зависимость, разработчики воздухоплавательной техники должны минимизировать этот показатель, так как от него существенно зависит масса газовых отсеков и внешней оболочки корпуса дирижабля.

Практическая ценность данной работы заключается в разработке и внедрении усовершенствованного, многопараметрического блока «Аэростатика» в программный комплекс по формированию облика дирижаблей нового поколения.

Библиографический список

1. Кирилин, А. Н. Дирижабли / А. Н. Кирилин. — Москва : Маи-Принт, 2013. — С.34–201.

2. Multibody advanced airship for transport (MAAT). AIRSHIP, The Journal of the Airship Association, March 2012, pp. 11 – 13.

3. Craig, J., et al. Aerostatics. [Airship Technology, 2nd ed.] Cambridge university press, 2012, pp.188–208.

4. Нейдорф, Р. А. Исследование зависимости силы всплывания специализированного аэростата от параметров его движения / Р. А. Нейдорф, Ю. Л. Сигида // Вестник Дон. гос. техн. ун-та, 2013. — Т. 2, № 3–4 (72–73). — С.96–103.

5. Adams, Paul A. Aeroscraft — An Industry Game Changer. AIRSHIP, The Journal of the Airship Association. 2012, no.178, pp. 20 – 25.

6. Talesnikov, M. The latest development of Hybrid Airship Technology. [Proc. of the 9th International Airship Conf.] U.K.: published by the AIRSHIP ASSOCIATION, 2012, pp. 14 -25.

7. Лосик, С. А. Оборудование дирижаблей / С. А. Лосик, И. А. Козлов. — Москва : НКАП СССР, Государственное издательство оборонной промышленности, 1939. — С. 20–36.

8. Бойко, Ю. С. Инновации фирмы Цеппелин / Ю. С. Бойко, С. В. Федоров. — Феодосия : ООО «Экма+», 2008. — С. 74–88.

9. Smith, R. K. The airships Akron and Macon. Flying aircraft carriers of the United states Navy. USA, Maryland, Annapolis: United States Naval Institute, 1965, pp. 305-307.

10. Бойко, Ю. С. Воздухоплавание в изобретениях/ Ю. С. Бойко. — Москва : Транспорт, 1999. — С. 85–87.

11. Кудинов, Н. В. Модульный подход к компьютерному моделированию участка магистрального газопровода / Н. В. Кудинов, А. А. Болдырева // Вестник Дон. гос. техн. ун-та, 2010. — Т. 10, № 4 (47). — С.500–508.

12. Атмосфера стандартная. Параметры. ГОСТ 4401–81. — Москва : Издательство стандартов, 1981. — 179 с.

13. Савельев, И. В. Курс общей физики, т. 1. Механика. Молекулярная физика: Учебное пособие / И. В. Савельев. — 2-е изд., перераб. — Москва : Наука. Главная редакция физико-математической литературы, 1982. — С.283–284.

14. White, F. M. Fluid Mechanics, 4th ed. New York: McGraw Hill, 2003, 1023 p.

References

1. Kirillin, A. N. Dirizhabli. [Airships.] Moscow: Mai-Print, 2013, pp. 34–201 (in Russian).

2. Multibody advanced airship for transport (MAAT). AIRSHIP, Airship Association Journal, March 2012, pp. 11 – 13.

3. Craig, J., et al. Aerostatics. [Airship Technology.] 2nd ed. Cambridge university press, 2012, pp.188–208.

4. Neydorf, R. A., Sigida, Y. L. Issledovanie zavisimosti sily vsplyvaniya spetsializirovannogo aerostata ot parametrov ego dvizheniya. [Research on buoyant force dependence of specialized aerostat on its motion variables.] Vestnik of DSTU, 2013, vol. 2, no. 3–4 (72–73), pp. 96–103 (in Russian).

5. Adams, Paul A. Aeroscraft — An Industry Game Changer. AIRSHIP, Airship Association Journal, 2012, no.178, pp. 20 – 25.

6. Talesnikov, M. The latest development of Hybrid Airship Technology. [Proc. of the 9th International Airship Conf.] U.K.: published by the AIRSHIP ASSOCIATION, 2012, pp. 14 -25.

7. Losik, S. A., Kozlov, I. A. Oborudovanie dirizhabley. [Airship equipment.] Moscow: NKAP SSSR, Gosudarstvennoe izdatel'stvo oboronnoy pro-myshlennosti, 1939, pp. 20–36 (in Russian).

8. Boyko, Y. S., Fedorov, S. V. Innovatsii firmy Tseppelin. [Innovation of Zeppelin Company.] Feodosiya: OOO «Ekma+», 2008, pp. 74–88 (in Russian).

9. Smith, R. K. The airships Akron and Macon. Flying aircraft carriers of the United states Navy. USA, Maryland, Annapolis: United States Naval Institute, 1965, pp. 305-307.

10. Boyko, Y. S. Vozdukhoplavanie v izobreteniyakh. [Aeronautics in inventions.] Moscow: Transport, 1999, pp. 85–87 (in Russian).

11. Kudinov, N. V., Boldyreva, A. A. Modul'nyy podkhod k komp'yuternomu modelirovaniyu uchastka magistral'nogo gazoprovoda.[Computer modeling of the cross-country gas pipeline section.] Vestnik of DSTU, 2010, vol. 10, no. 4 (47), pp. 500–508 (in Russian).

12. Atmosfera standartnaya. Parametry. GOST 4401–81. [GOST 4401–81: Standard atmosphere. Parameters.] Moscow: Izdatel'stvo standartov, 1981, 179 p. (in Russian).

13. Savelyev, I. V. Kurs obshchey fiziki, t. 1. Mekhanika. Molekulyarnaya fizika: Uchebnoe posobie. [Course of General Physics, vol. 1. Mechanics. Molecular Physics: Study Guide.] 2nd rev.ed. Moscow: Nauka. Glavnaya redaktsiya fiziko-matematicheskoy literatury, 1982, pp. 283–284 (in Russian).

14. White, F. M. Fluid Mechanics, 4th ed. New York: McGraw Hill, 2003, 1023 p.

Поступила в редакцию 12.11.2014
Сдана в редакцию 13.11.2014
Запланирована в номер 28.01.2015